

节流方式对隔离段流场结构影响的数值仿真*

陈植, 易仕和, 武宇, 全鹏程

(国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 在隔离段尾部设计节流装置是试验上模拟反压对隔离段流场影响的常用方法。针对不同节流方式对隔离段流场结构的影响, 采用数值模拟方法进行了比较研究。比较三种节流方式, 包括在斜坡面尾部设置节流直板、在头罩面尾部设置节流直板和流场中间布置对称斜楔等。结果表明, 由于隔离段斜坡面和头罩面边界层发展的非对称性, 三种方式所产生的激波串结构均靠近头罩一侧的壁面。第二种方式产生的激波串强度较大, 边界层分离较为严重, 容易造成流场堵塞, 在实际中不利于激波串的试验研究。另外两种方式所产生的流场结构类似, 但是第一种方式在设计加工上相对容易实现。

关键词: 隔离段; 节流方式; 数值模拟

中图分类号: V311.4 文献标志码: A 文章编号: 1001-2486(2014)02-0030-04

Numerical simulation of the impacts of block modes on the flow field of isolator

CHEN Zhi, YI Shihe, WU Yu, QUAN Pengcheng

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The design of a blockage adjustor at the exit is commonly used in simulating the impacts of backward pressure on the isolator flow field. Numerical simulation was adopted to study the effects of different block modes. Three modes were compared, including installing a flat on the ramp side wall, a flat on the cowl side wall and a wedge in the middle of the flow field. The results show that due to the asymmetric boundary layer on the ramp wall and cowl wall, the shock trains formed by them are all next to the cowl side. The intensity of the shock train generated by the second mode is stronger and the boundary layer separates more evidently, which chocks the isolator more easily and poses difficulty for the study of shock train in experiment. The other two modes can generate similar flow field, but the first one can be realized more easily.

Key words: isolator; block mode; numerical simulation

可运行于超燃冲压及亚燃冲压燃烧的双模态发动机是吸气式高超声速飞行器所采用的重要动力装置之一。自从1963年这种发动机被首次提出以来, 为了获得对其更多的认识, 人们开展了大量的研究工作。进气道和隔离段是发动机预燃烧压缩的重要部件。进气道的复杂波系影响了其压缩效率、质量捕捉以及燃烧稳定性等; 而隔离段则被看成是进气道的延伸、提供了气体进一步压缩所需的流道, 能够有效地防止下游燃烧反压对进气道流动的影响。

抗反压能力是评价隔离段性能的重要参数。为了模拟燃烧室反压的影响, 通常采用在隔离段尾部加机械节流装置或采用射流节流方法。通过改变堵塞面积或射流与来流的压比, 进而模拟不同反压作用下的隔离段流场特性。当反压(节流

度)增大到临界状态时, 隔离段内部产生的激波串将推至入口附近。Koo等^[1]采用LES(Large Eddy Simulation)研究了超声速隔离段的流场结构。他们模拟反压影响的方式是在尾部设置一个斜劈, 通过改变斜劈的角度来模拟反压向上游推进的效果。结果表明, 该方式虽然在一定程度上能够模拟反压的影响, 但是在隔离段从起动到完全堵塞的过程中, 未出现激波串结构。而关于内流流场中的激波串和准激波现象及其机理, Matsuo等在文献[2]中作了较为详尽的论述。关于尾部反压的模拟, 文献给出了几种不同方式。Fotia等在尾部采用热室流的方法^[3]。Tu等在对称的隔离段尾部采用喷流形式模拟反压的影响^[4]。而Wagner等则在非对称隔离段的尾部靠斜坡壁面的一侧设置了一个角度可以不断增大的

* 收稿日期: 2013-06-20

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(2009 CB724100); 国防科学技术大学优秀研究生创新资助项目(B120103)

作者简介: 陈植(1985—), 男, 福建漳州人, 博士研究生, E-mail: gfdchenzhi@163.com;

易仕和(通信作者), 男, 教授, 博士, 博士生导师, E-mail: zyzhb123@139.com

阻流板^[5]。

本文对某一隔离段在非对称来流条件下的通流及节流状态进行了数值仿真研究。比较了3种节流方法对隔离段流场结构的影响,从而为今后的试验模型设计提供方案。

1 数值仿真模型

1.1 数值模拟方法

由于本文仅考虑节流对流场的影响,而实际试验中对节流度的调节也是较为缓慢的。相对于流场的特征时间而言,对节流度的调节是低频的变化,因此近似认为流场为定常的。对流场的控制方程,本文采用定常二维可压缩的雷诺平均方法处理,采用有限差分法进行离散。湍流模型采用较为常用的RSM雷诺压力模型,边界层条件采用压力远场、压力出口、绝热无滑移壁面。采用结构网格离散计算区域,初始网格数大约为8万。在得到初步的流场计算结果后,根据流场密度梯度采用自适应加密技术得到更为精细的网格,边界层未分离的区域 y^+ 不超过5。来流马赫数3.0,总压1atm,总温300K。

1.2 物理模型及仿真参数

本文所研究的隔离段结构如图1所示,该结构是对试验设备的近似。从图中可见,整个隔离段外形呈现 12° 折角,中间的隔板与外围的上壁面之间构成了隔离段构型,而下半部分则仅作为提供隔离段正常起动的流动通道。位于中间隔板前段的唇口板与下游等直段平板之间成 4° 夹角(图中标出的是相应的钝角部分)。由于在实际试验中,隔离段上壁面与风洞喷管出口相连,其边界层经过了一定距离的发展,已经是充分发展的湍流。因此为了使隔离段上壁面的边界层更接近于实际试验风洞的壁面边界层,本文的入口速度剖面采用经过1200mm发展后的超声速湍流边界层速度型。在隔离段尾部设置节流装置,如图2~图4所示。第一种节流方式是在隔离段斜坡面尾部设置直板突起物,通过改变直板侵入流场的长度而改变节流度。第二种是在头罩面(与斜坡面相对)设置类似的节流装置。第三种是设置一个斜楔,其半锥角可调。文中坐标均以隔离段等值区域的高度作为无量纲量。实际的隔离段往往是三维结构,本文从减小计算量的角度,针对节流方式的影响,对实际模型进行了二维简化。仿真的结果虽然与实际存在一定差异,但可以定性地对试验给予预见性指导。

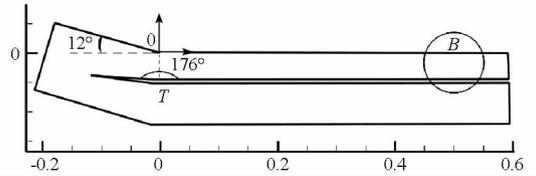


图1 隔离段模型结构示意图

Fig. 1 The scheme of isolator model

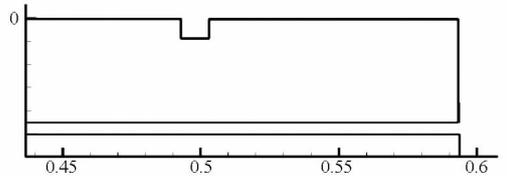


图2 斜劈面尾部直板尾椎

Fig. 2 Blockage adjustor of a flat on the ramp side

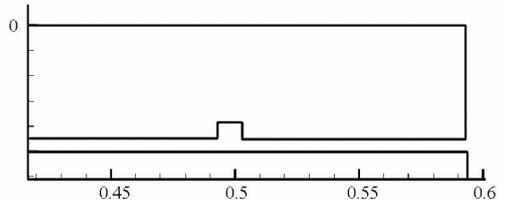


图3 头罩面尾部直板尾椎

Fig. 3 Blockage adjustor of a flat on the cowl side

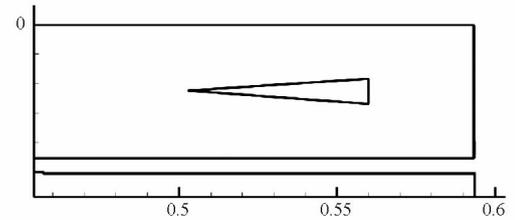


图4 斜楔尾椎局部放大图

Fig. 4 Blockage adjustor of a wedge

2 结果分析

2.1 通流状态

如图5所示,通流状态的隔离段流场中,从头罩前缘开始,出现了反射斜激波系并逐渐向下游传播。而速度和壁面压力分布的结果也反映了该流动规律,如图6、图7所示。图7中斜坡面的压力分布表明,试验测量与本文数值仿真的结果基本符合,其中存在的差异与湍流模型无法完全真实模拟隔离段上、下壁面边界层有关。试验中斜

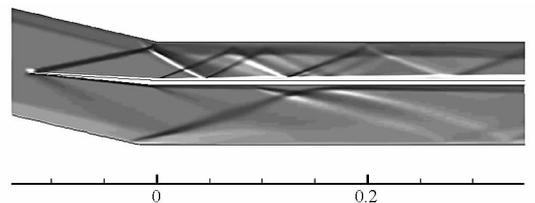


图5 通流状态的流场数值纹影

Fig. 5 Numerical schlieren of a totally open isolator

坡面的边界层在激波的作用下发生分离、增厚的程度相对仿真的结果要严重一些,分离区内压力值较高。

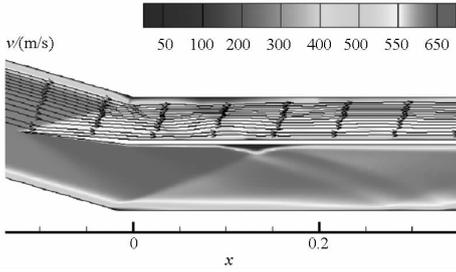


图 6 通流状态的速度分布

存在一定的相位差异。本文仅以此试验值作为数值仿真的参考。

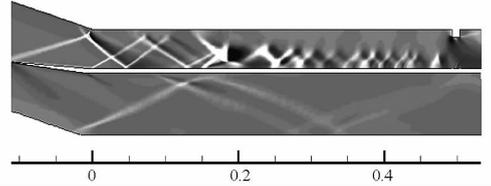


图 8 斜坡面尾部直板节流状态下的流场数值纹影
Fig. 8 Numerical schlieren of a choked isolator by a flat on the ramp side at the exit

Fig. 6 Velocity distribution of a totally open isolator

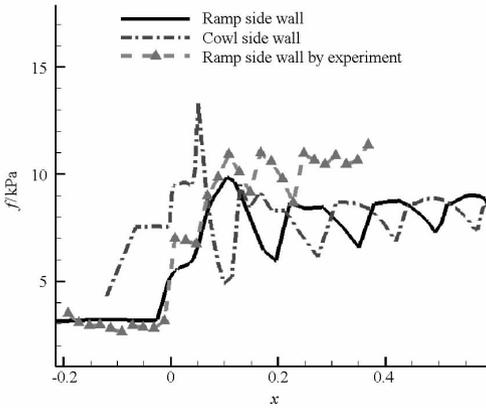


图 7 通流状态的表面压力分布

Fig. 7 Wall pressure distribution of a totally open isolator

2.2 斜坡面尾部直板节流方式

由于尾部斜坡面直板的节流作用,在一定程度上模拟反压的影响,隔离段流场中出现了激波串结构,如图 8 所示。激波串的头部分强度较大,进而出现了较大速度梯度,如图 9 所示。图 10 中 $x = 0.2$ 附近壁面出现了与之对应的压力阶跃,之后斜坡面压力持续增大,而头罩面压力震荡增大。这说明在斜坡面出现了较大范围的边界层分离,使得激波串引起的压力震荡主要表现在头罩面。需要指出的是,此时直板的高度为 8.85mm,节流度达到 18.9%,已经达到了临界状态,任意增大直板高度都会将激波串推出隔离段,导致隔离段不启动。图 10 中可以发现斜坡面的压力分布的数值模拟和试验结果在隔离段入口之前(即图中 $x < -0.1$ 部分)吻合较好,但从壁面拐角之后,二者差异较为明显,可这并不说明数值仿真的结果不对。造成该现象的原因是隔离段在节流方式下,激波串结构被推至入口附近。由于激波结构在入口这种收缩壁面条件下很难稳定,所以在试验操作中激波串很容易被推出隔离段,造成隔离段“窒息”。所以试验操作中很难获得与数值仿真相同的激波串的位置。因此造成试验测量的压力分布与数值仿真的结果

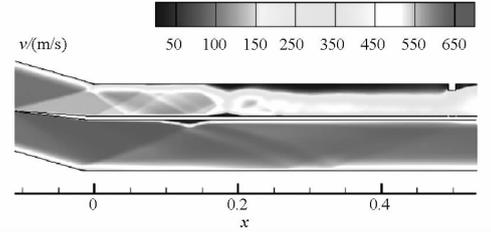


图 9 斜坡面尾部直板节流状态下的速度分布
Fig. 9 Velocity distribution of a choked isolator by a flat on the ramp side at the exit

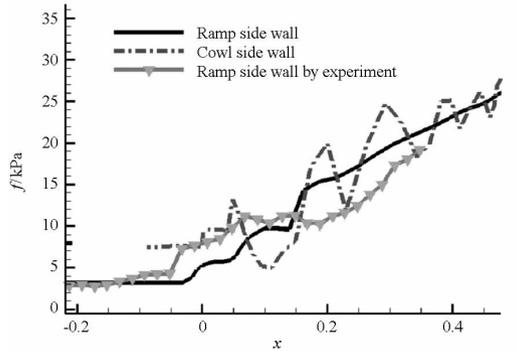


图 10 斜坡面尾部直板节流状态下的表面压力分布
Fig. 10 Wall pressure distribution of a choked isolator by a flat on the ramp side at the exit

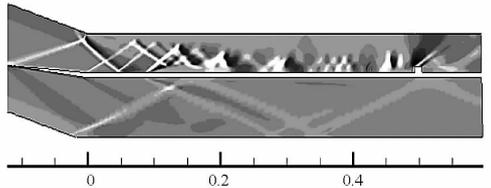


图 11 头罩面尾部直板节流状态下的流场数值纹影
Fig. 11 Numerical schlieren of a choked isolator by a flat on the cowl side at the exit

2.3 头罩面尾部直板节流方式

很显然,本文的隔离段上下壁面的边界层不对称。因此,头罩面直板节流与上文情况有一定差异。将图 11 ~ 13 与图 8 ~ 10 对比,可以发现激波串头部强度增大,斜坡面的边界层分离更加严重,头罩面压力震荡更加剧烈。此时,节流直板的高度仅为 6.6mm,节流度为 14.8%。相对于第一

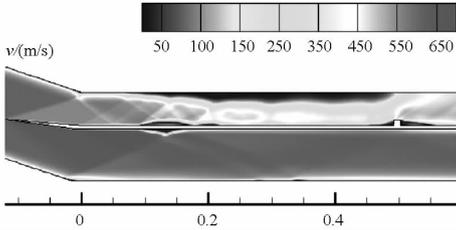


图 12 头罩面尾部直板节流状态下的速度分布
Fig. 12 Velocity distribution of a choked isolator by a flat on the cowl side at the exit

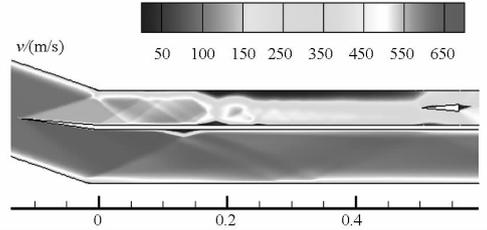


图 15 尾部斜楔节流状态下的速度分布
Fig. 15 Velocity distribution of a choked isolator by a wedge at the exit

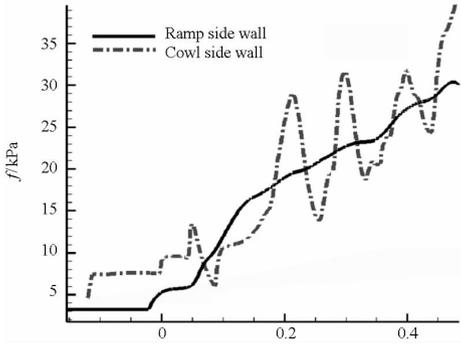


图 13 头罩面尾部直板节流状态下的表面压力分布
Fig. 13 Wall pressure distribution of a choked isolator by a flat on the cowl side at the exit

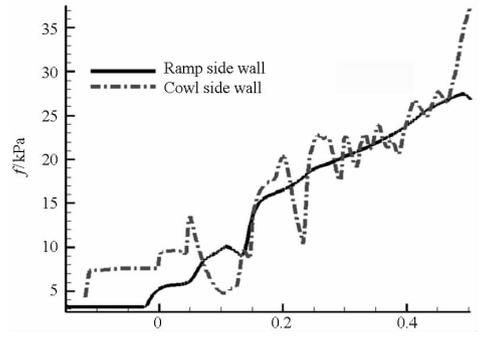


图 16 尾部斜楔节流状态下的表面压力分布
Fig. 16 Wall pressure distribution of a choked isolator by a wedge at the exit

种方式,该方式下隔离段在较小的节流度下就几乎将激波串推至唇口,说明在实际试验操作中对尾部直板的调节量较小,不利于试验操作对临界状态的测量。

2.4 斜楔尾椎节流方式

第三种节流方式是在隔离段中间设置对称的斜楔,其数值纹影如图 14 所示。与第一种方式比较可知,二者的流场结构几乎相同,速度、压力分布也类似,如图 15~16。说明在隔离段两侧壁面边界层非对称的情况下,对称的节流方式并不能产生对称的激波串结构。此时斜楔的半角为 4.1° ,尾部变长 8.6mm。

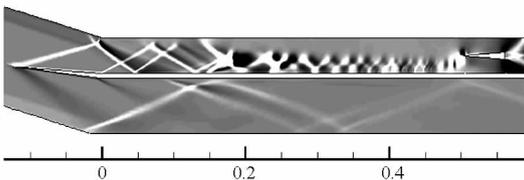


图 14 尾部斜楔节流状态下的流场数值纹影
Fig. 14 Numerical schlieren of a choked isolator by a wedge at the exit

3 结论

隔离段是超燃冲压发动机内部的主要结构之一。抗反压能力是评价其性能的重要参数。在隔离段尾部设计节流装置是试验上模拟反压对隔离段流场影响的常用方法。通过调节尾部节流度,

再现不同反压下隔离段流场结构。本文对某一给定构型的隔离段流场进行了二维简化的数值模拟,对通流及三种不同节流方式的效果进行了对比。结果表明,在壁面边界层非对称的条件下,对称的节流方式(斜楔)并不能产生对称的激波串结构。而隔离段流场对在边界层较薄一侧(头罩面)布置节流板的方式更为敏感,在实际中不利于试验操作。而在边界层较厚的一侧(斜坡面)布置节流板,相对而言是较为可取的。实际的物理模型经过二维简化处理,减小了网格数量和计算量,其结果与实际存在一定差距。但是在仅讨论尾部节流调节方式上,该结果对实际试验设计和操作具有较好的指导意义。

参考文献 (References)

- [1] Koo H, Raman V. Large-eddy simulation of a supersonic inlet-isolator[J]. AIAA Journal, 2012, 50(7): 1596-1613.
- [2] Matsuo K, Miyazato Y, Kim H D. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows [J]. Progress in Aerospace Sciences, 1999, 35(1): 33-100.
- [3] Fotia M L, Driscoll J F. Isolator-combustor interactions in a direct-connect ramjet-scrumjet experiment [J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(1): 83-95.
- [4] Tu Q Y, Segal C. Isolator/combustion chamber interactions during supersonic combustion [J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(1): 182-186.
- [5] Wagner J L, Yuceil K B, Clemens N T. Velocimetry measurements of unstart in an inlet-isolator model in mach 5 flow[J]. AIAA Journal, 2010, 48(9): 1875-1888.